

---

UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

Second Semester Examination  
2008/2009 Academic Session  
*Peperiksaan Semester Kedua*  
*Sidang Akademik 2008/2009*

April/Mei 2009

**ESA 243/3 – Aerodynamics**  
*Aerodinamik*

Duration : 3 hours  
*[Masa : 3 jam]*

---

**INSTRUCTION TO CANDIDATES**  
**ARAHAN KEPADA CALON**

Please ensure that this paper contains **ELEVEN (11)** printed pages and **FIVE (5)** questions before you begin examination.

*Sila pastikan bahawa kertas soalan ini mengandungi **SEBELAS (11)** mukasurat bercetak dan **LIMA (5)** soalan sebelum anda memulakan peperiksaan.*

Answer **ALL** questions.

*Jawab **SEMUA** soalan.*

Student may answer the questions either in English or Bahasa Malaysia.

*Pelajar boleh menjawab soalan dalam Bahasa Inggeris atau Bahasa Malaysia.*

Formula book will be given.

*Buku formula akan dibekalkan.*

Each questions must begin from a new page.

*Setiap soalan mestilah dimulakan pada mukasurat yang baru.*

1. (a) Explain why the irrotational condition is very important in the aerodynamic analysis of potential flow.

*Terangkan mengapa anggapan berkeadaan tidak berputar sangat penting dalam analisis aerodinamik aliran upaya.*

(5 marks/markah)

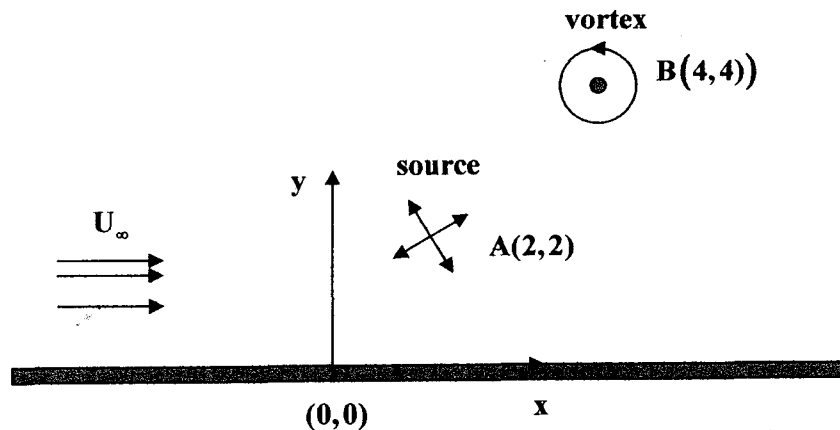
- (b) With assumption that the flow is incompressible, inviscid and irrotational, derive the Bernoulli equation from the momentum equation.

*Dengan anggapan bahawa aliran adalah sebagai aliran tak mampat, tak likat dan berkeadaan tidak berputar tunjukkan bagaimana memperolehi persamaan Bernoulli dari persamaan momentum.*

(5 marks/markah)

- (c) Given a potential flow field over a flat surface consists of three elementary potential flow models as shown in the **Figure 1.1**:

*Diberikan suatu medan aliran potensial disepanjang permukaan datar terdiri tiga elemen aliran upaya seperti yang ditunjukkan dalam **Gambarajah 1.1**:*



**Figure Q1 (c): Uniform flow, source and vortex over flat surface.**

**Gambarajah S1 (c): Aliran seragam, punca dan vorteks di atas permukaan datar.**

Data of those elementary flows are given as follows:

*Data elemen aliran sebagai berikut:*

- Uniform flow with the free stream velocity  $U_{\infty} = 10 \frac{\text{m}}{\text{sec}}$   
*Aliran seragam dengan halaju arus bebas  $U_{\infty} = 10 \frac{\text{m}}{\text{sec}}$*
- Source with strength of  $\sigma = 10 \frac{\text{m}^2}{\text{sec}}$  is located at point A (2,2)  
*Punca kekuatan  $\sigma = 10 \frac{\text{m}^2}{\text{sec}}$  terletak di titik A(2,2)*
- Vortex is in the counter clock wise direction with strength of  $\Gamma = 10 \frac{\text{m}^2}{\text{sec}}$  is located at point B (4,4)  
*Vorteks dalam arah berlawanan arah jam dengan kekuatan  $\Gamma = 10 \frac{\text{m}^2}{\text{sec}}$  terletak di titik B (4,4)*

If the static pressure at infinity far away is  $P_{\infty} = 10^5 \frac{\text{N}}{\text{m}^2}$

*Jika tekanan statik di jarak tak terhingga ( at infinity )  $P_{\infty} = 10^5 \frac{\text{N}}{\text{m}^2}$ .*

Use the Image Method to determine:

*Dengan menggunakan Kaedah Imej, tentukan:*

- (i) The potential function  $\Phi(x, y)$

*Fungsi upaya  $\Phi(x, y)$*

**(3 marks/markah)**

- (ii) The stream function  $\Psi(x, y)$

*Fungsi arus  $\Psi(x, y)$*

**(3 marks/markah)**

- (iii) The complex potential function  $F(z)$

*Fungsi upaya kompleks  $F(z)$*

**(3 marks/markah)**

- (iv) The velocity components  $u$  and  $v$  at the point  $(1,1)$

*Halaju komponen  $u$  dan  $v$  pada titik  $(1,1)$*

**(3 marks/markah)**

- (v) The static pressure  $P$  at the point  $(1,1)$

*Tekanan statik  $P$  pada titik  $(1,1)$*

**(3 marks/markah)**

2. (a) Show that for a given uniform flow  $U_\infty$  which make an angle of attack with respect to  $x$  – axis, in variable complex representation will have a complex potential velocity function  $F(z)$  defined as:

*Tunjukkan bahawa untuk aliran seragam dengan halaju  $U_\infty$  dan membuat sudut serang  $\alpha$  terhadap paksi  $x$ , bila dirumuskan dalam pemboleh ubah kompleks  $z$ , mempunyai fungsi upaya halaju kecepatan kompleks  $F(z)$  sebagai:*

$$F(z) = U_\infty e^{-i\alpha} z$$

**(5 marks/markah)**

- (b) An arc circle airfoil immersed in the uniform flow of  $U_\infty = 20 \frac{\text{m}}{\text{sec}}$  and with angle of attack  $\alpha = 4.0^\circ$ . The arch circle chord length  $c = 40$  cm and the maximum airfoil thickness is equal to 4 cm as shown in the **Figure 2.1**.

*Suatu lengkungan bulatan airfoil dalam aliran seragam dengan halaju  $U_\infty = 20$  m/saat dan sudut serang  $\alpha = 5^\circ$ . Lengkungan bulatan ini adalah hasil dari penggunaan transformasi Joukowski. Panjang perentas lengkungan bulatan  $c = 40$  cm dan ketebalan maksimum 4 cm seperti ditunjukkan pada **Gambarajah 2.1**.*

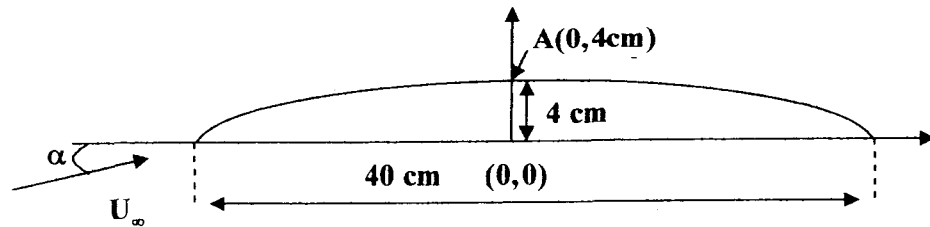


Figure 2.1: The free stream static pressure  $P_\infty = 10^5 \text{ N/m}^2$  and the air density  $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$

Gambarajah 2.1: Tekanan statik pada aliran bebas  $P_\infty = 10^5 \text{ N/m}^2$ , ketumpatan udara  $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$

Determine:

Tentukan:

- (i) The circle radius and the location of the centre of circle is used in this Joukowski's transformation.

*Jejari dan lokasi koordinat titik pusat sirkular silinder yang digunakan dalam transformasi Joukowski ini.*

- (ii) The lift coefficient on that airfoil.

*Pekali daya angkat yang terjadi pada airfoil tersebut.*

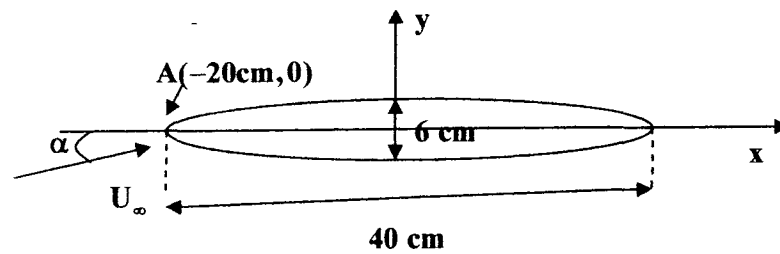
- (iii) Static pressure at point A (0,4 cm).

*Tekanan statik pada titik A (0,4 cm).*

(10 marks/markah)

- (c) An symmetrical airfoil immersed in the uniform flow of  $U_\infty = 20 \frac{\text{m}}{\text{sec}}$  and with angle of attack  $\alpha = 4.0^\circ$ . The airfoil chord length  $c = 40 \text{ cm}$  and the maximum airfoil thickness is equal to 6 cm as shown in the Figure 2.2.

*Suatu airfoil simetri dalam aliran seragam dengan halaju  $U_\infty = 20 \text{ m/saat}$  dan sudut serang  $\alpha = 5^\circ$ . Airfoil ini adalah hasil dari penggunaan transformasi Joukowski. Panjang perentas airfoil  $c = 40 \text{ cm}$  dan ketebalan maksimum 6 cm seperti ditunjukkan pada Gambarajah 2.2.*



**Figure 2.2:** The free stream static pressure  $P_\infty = 105 \text{ N/m}^2$  and the air density  $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$ .

**Gambarajah 2.2:** Tekanan statik pada aliran bebas  $P_\infty = 10^5 \text{ N/m}^2$ , ketumpatan udara  $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$ .

Determine:

Tentukan:

- (i) The circle radius and the location of the centre of circle is used in this Joukowski's transformation.

*Jejari dan lokasi koordinat titik pusat sirkular silinder yang di gunakan dalam transformasi Joukowski ini.*

- (ii) The lift coefficient on that airfoil.

*Pekali daya angkat yang terjadi pada airfoil tersebut.*

- (iii) Static pressure at point A (-20,0 cm)

*Tekanan statik pada titik A (-20,0 cm)*

**(10 marks/markah)**

3. (a) Explain the basic idea of panel method.

*Terangkan asas kaedah panel.*

(5 marks/markah)

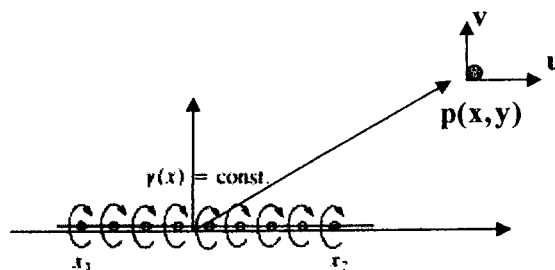
- (b) Explain how to implement the Kutta Condition in the flow analysis around airfoil by using The Panel Method.

*Terangkan bagaimana menerapkan Kondisi Kutta untuk soalan aliran melalui airfoil dalam Kaedah Panel.*

(5 marks/markah)

- (c) In the Panel method, the induced velocity due to singularity had been formulated. For a given vortex with uniform strength  $\gamma$  distributed along the x axis from  $x_1$  to  $x_2$  as shown in the **Figure 3.1** will give induced velocities parallel to the x axis and y axis at any point  $P(x,y)$  denoted by  $u$  and  $v$  respectively are given as:

*Dalam kaedah Panel, halaju teraruh suatu singularity telah diformulasikan bahawa untuk suatu vortex yang di distribusikan sepanjang sumbu x dengan kekuatan seragam  $\gamma$  dari  $x_1$  sampai dengan  $x_2$  seperti pada **Gambarajah 3.1** akan memberikan kecepatan imbas dalam arah sejajar paksi x dan paksi y pada suatu titik  $P(x,y)$ , masing-masing dinotasikan  $u$  dan  $v$  diberikan sebagai:*



**Figure 3.1/Gambarajah 3.1**

To determine the velocity components  $U$  and  $V$  may refer to the Formula sheet as available.

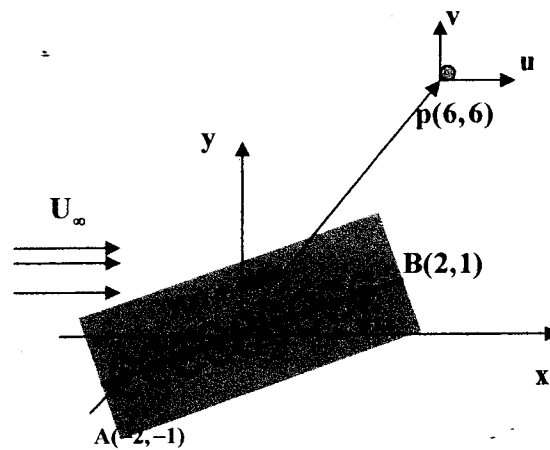
*Untuk menentukan komponen kecepatan  $U$  dan  $V$ , sila rujuk pada lampiran Formula yang disediakan.*

By using equations as available in the Formula Sheet, determine:

Dengan menggunakan persamaan seperti di atas, tentukan:

- (i) The velocity components  $u$  and  $v$  at a Point  $P(6,6)$  in the flow field of uniform flow with  $U_{\infty} = 10$  unit of velocity and a uniform vortex distributed along panel AB with strength of 5 unit. The coordinate of Point A  $(-2,-1)$  and Point B  $(2,1)$  as depicted in the **Figure 3.2**.

*Komponen kecepatan  $u$  dan  $v$  pada titik  $P(6,6)$  di dalam suatu medan aliran seragam  $U_{\infty} = 10$  unit kecepatan dan vortex sepanjang panel AB dengan kekuatan seragam sebesar 5 unit. Koordinat Titik A  $(-2,-1)$  dan Titik B  $(2,1)$  seperti pada **Gambarajah 3.2**.*



**Figure 3.2/Rajah 3.2**

- (ii) If the strength of vortex as mentioned above is replaced by linear variation where the strength at point A is equal to  $\gamma(A) = 2$  and at point B with  $\gamma(B) = 5$ , determine the new velocity components  $u$  and  $v$ .

*Jika kekuatan vortex di atas digantikan dengan vortex kekuatan yang berubah secara linear dimana pada titik A mempunyai kekuatan  $\gamma(A) = 2$  dan pada titik B dengan  $\gamma(B) = 5$ , tentukan besar komponen kecepatan  $u$  dan  $v$  yang baru.*

**(15 marks/markah)**



4. (a) Draw a typical lift coefficient versus angle of attack plot for a 2D cambered airfoil. Explain 4 phenomena associated with the plot.

*Lukis graf yang tipikal untuk parameter daya angkat lawan sudut serangan untuk airfoil berkamber dua dimensi. Terangkan 4 fenomena yang dikaitkan dengan graf tersebut.*

**(10 marks/markah)**

- (b) Consider a cross section of Cessna 172R wing, an NACA 2412 airfoil with a chord of 1.4 m in an airstream at standard sea level conditions. The freestream velocity is 92.5 m/s. The lift per unit span is 6,236 N/m. Calculate:

*Timbangkan sebuah keratan rentas sayap milik Cessna 172R, iaitu sebuah kerajang udara NACA 2412 dengan panjang perentas ialah 1.4m sedang berkeadaan paras laut. Halaju arus bebas ialah 92.5 m/s. Nilai nisbah daya angkat kepada rentang sayap ialah 6,236 N/m. Kirakan:*

- (i) The angle of attack.

*Sudut serangan.*

**(7 marks/markah)**

- (ii) The drag per unit span.

*Nisbah daya seretan kepada rentang sayap.*

**(8 marks/markah)**

5. (a) Explain the assumption and limitation of the thin airfoil theory.

*Terangkan mengenai anggapan dan kekangan yang berkaitan dengan teori kerajang udara nipis.*

**(5 marks/markah)**

- (b) Given an airfoil with camber line coordinates are defined as follow:

*Diberikan kerajang udara dengan koordinat kambernya seperti berikut:*

$$\left(\frac{z}{c}\right) = 0.125 \left[ 0.8 \left(\frac{x}{c}\right) - \left(\frac{x}{c}\right)^2 \right] \quad 0 < \frac{x}{c} < 0.4$$

$$\left(\frac{z}{c}\right) = 0.0555 \left[ 0.2 + 0.8 \left(\frac{x}{c}\right) - \left(\frac{x}{c}\right)^2 \right] \quad 0.4 < \frac{x}{c} < 1$$

This airfoil is immersed in the uniform flow at an angle of attack of  $3^\circ$ . Use thin airfoil theory to find:

*Kerajang udara ini berada dalam aliran yang sekata pada sudut serangan bernilai  $3^\circ$ . Gunakan teori kerajang udara untuk mencari:*

(i)  $\frac{dz}{dx}$

**(4 marks/markah)**

- (ii)  $A_0$  coefficient

*Pekali  $A_0$*

**(5 marks/markah)**

- (iii)  $A_1$  coefficient

*Pekali  $A_1$*

**(5 marks/markah)**

- (iv) Section lift coefficient,  $c_l$

*Bahagian pekali daya angkat,  $c_l$*

**(3 marks/markah)**

- (v) Angle of attack for zero lift  $\alpha_{l=0}$ .

*Sudut serangan apabila daya angkat sifar  $\alpha_{l=0}$ .*

**(3 marks/markah)**

~0000000~